

第二世代小型超音速飛行実験機の操舵空力

著者	鈴木 祥弘, 上村 隆太, 溝端 一秀
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2013
ページ	5-9
発行年	2014-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008848



第二世代小型超音速飛行実験機の操舵空力

著者	鈴木 祥弘, 上村 隆太, 溝端 一秀
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2013
ページ	5-9
発行年	2014-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008848

第二世代小型超音速飛行実験機の操舵空力

○鈴木 祥弘（航空宇宙システム工学専攻 博士前期 1 年）

上村 隆太（機械航空創造系学科 4 年）

溝端 一秀（もの創造系領域 准教授）

1. はじめに

第二世代小型超音速飛行実験機（オオワシ）の M2011 空力形状について、エレベータ操舵によるピッチトリム性能，エルロン操舵によるロールモーメント，およびエルロンのみによるロール制御性能劣化すなわち AAD（Aileron Alone Departure）が，昨年度の亜音速風洞試験で評価されている[1]．そこで本年度は，引き続き，遷音速域でのピッチトリム性能，亜音速域でのラダー性能，翼面スポイラーによるロール制御性能，エルロンとラダーの併用によるロール制御性能，および外翼フラップペロンのフラップとしての性能を，風洞試験によって評価する．

2. 小型超音速飛行実験機の舵面設定

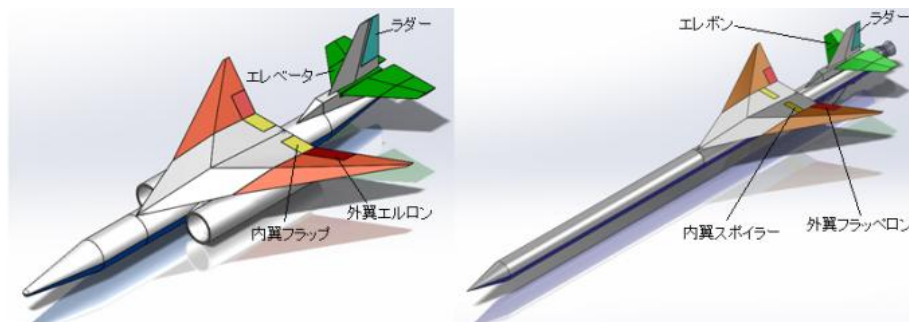
第一世代および第二世代小型超音速飛行実験機に当面設定されている舵面を図 1 および表 1 に示す．第二世代機体に固有の舵面設定について以下に述べる．

2-1. 内翼フラップの廃止と外翼フラップペロンの追加

第二世代の空力形状 M2011 においては，胴体と主翼の結合部強化と Area rule に基づく抗力低減のために翼胴フィレットの搭載が予定されている．第一世代の空力形状 M2006-prototype に採用された内翼フラップは，この翼胴フィレットと空間的に干渉する可能性がある．そこで，当面，空力形状 M2011 では内翼フラップを廃し，代わりの高揚力装置として外翼エルロンにフラップ機能を追加した外翼フラップペロンを採用している．

2-2. 内翼スポイラーの追加

フラップペロンをフラップモードで操舵している場合，さらにエルロンとして操舵するのは，機構上の舵角の限界がある．そこで，ロール制御の補助として内翼スポイラーを採用する．これは，主翼片翼上面のスポイラーを立ち上げることによってその片翼の揚力を減じ，ローリングモーメントを発生させるものである．同時にその片翼の抗力が増すため，アドバースヨーの抑制，ひいてはロール制御性能劣化（LCD：Lateral Control Departure）の緩和が期待される．また，両翼のスポイラーを立てることによってエアブレーキとして機能させることも期待される．



(a) 第一世代（M2006prototype 形状） (b) 第二世代（M2011 形状）

図 1. 小型超音速飛行実験機の舵面

表 1. 小型超音速飛行実験機の舵面

Function	M2006prototype	M2011
Roll Control	Outboard Aileron, Elevon	Outboard Flaperon, Inboard Spoiler, Elevon
Pitch Control	Elevon	Elevon
Yaw Control	Rudder	Rudder
High Lift Device	Inboard Flap	Outboard Flaperon
Air Brake	NA	Inboard Spoiler

3. 風洞試験

3-1. 風洞試験装置

風洞試験装置として, JAXA/ISAS の吹出し式遷音速風洞および大阪府立大の回流式亜音速風洞を用いる. 通風条件は, 遷音速風洞でマッハ数 0.5~1.3, 迎角範囲 $\pm 12^\circ$, 亜音速風洞で流速約 30m/sec, 迎角範囲 $\pm 20^\circ$ ないしは $\pm 30^\circ$ である. 空力測定には 6 分力内挿天秤を用いる.

3-2. 風洞試験模型

2つの空力形状 M2006prototype および M2011 は, 主翼・尾翼の形状および位置関係, ならびに翼幅と胴体径の関係は相似である. 従って, 風試模型のうち主翼部品, 尾翼部品, および中胴・後胴部品は共用できる. M2006prototype と M2011 の寸法比が 1.5 倍であることから, 風試模型の縮小比は M2006prototype に対して 7/40 倍, M2011 に対して 7/60 倍としている.

舵面については, 図 2 の通り外翼エルロン付き主翼部品 (エルロン舵角 10 度, 20 度) およびエレボン部品 (エレベータ舵角 10 度, 15 度, エルロン舵角 10 度, 15 度) を昨年度製作済みである[1]. さらに, 図 3 の通り外翼フラップ付き主翼部品 (フラップ舵角 20 度・30 度), ラダー付き垂直尾翼 (ラダー舵角 10 度・20 度), スポイラーマウント付き主翼部品, およびスポイラー部品 (舵角 0, 10 度, 20 度, 30 度) を今年度製作した.

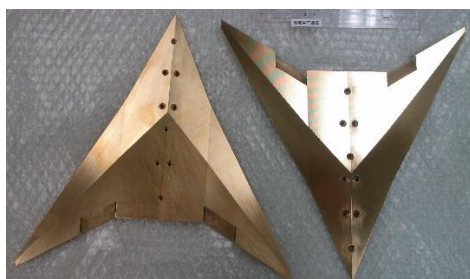


(a) 外翼エルロン付き主翼部品



(b) エレボン部品

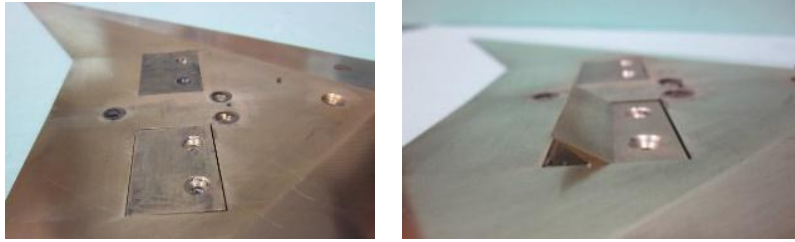
図 2. 昨年度製作された風試模型部品



(a) 外翼フラップ付き主翼部品



(b) ラダー付き垂直尾翼部品



(c) スポイラマウント付き主翼部品とスポイラー部品

図 3. 今年度製作された風試模型部品

3-3. 風試結果と考察

天秤計測上の空力モーメントの回転中心は天秤中心であるが、機体重心周りに換算して空力モーメントを評価する。第二世代実験機の重心位置は構造設計・艤装計画に依存してやや流動的であるため、ここでは、第一世代実験機と同じく重心位置を平均空力翼弦の 25% に仮定する。

3-3-1. 遷音速域でのピッチトリム性能

空力形状 M2011 について、種々のマッハ数におけるエレベータ操舵によるピッチングモーメント係数を図 4 に示す。0.5~1.3 のマッハ数全域に渡ってピッチング静安定を維持しており、エレベータ舵角 $\pm 10^\circ$ の範囲では舵角にほぼ比例してピッチングモーメントが増減している。一方、舵角が 10° を超えると、それ以上舵角を増やしてもモーメント増分が得られなくなる。また、M0.5 の場合に比べて M0.9~1.3 では、エレベータ操舵によるピッチングモーメント増分が半分程度に減じており、これに対応して、ピッチング静安定を取ることでできる迎角範囲も、M0.5 では $-15^\circ \sim 12^\circ$ であったものが M1.3 では $-10^\circ \sim 5^\circ$ となっている。オオワシの高亜音速~超音速飛行において所要迎角は 1° 程度以下であることから、このエレベータ性能によって十分にピッチトリムを維持できると判定される。また、これらピッチトリム性能は重心位置によって変わる。

3-3-2. 亜音速域でのラダー性能

M2011 形状について、マッハ 0.5 におけるラダー操舵によるヨーイングモーメント係数を図 5 に示す。ラダー操舵によるヨーイングモーメント生成は良好と判定できる。

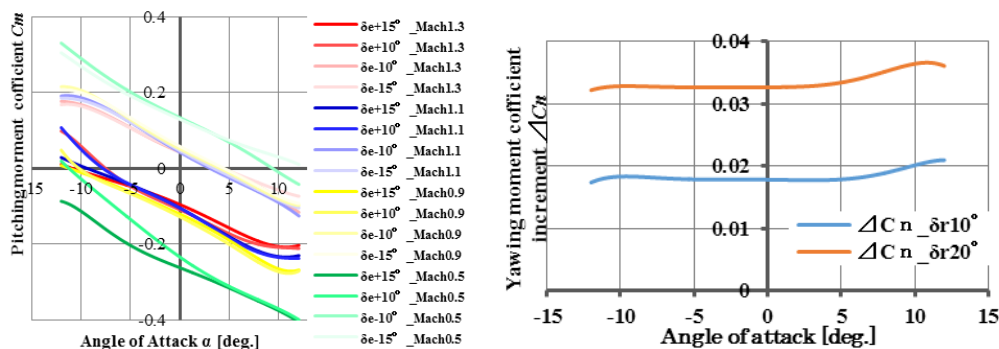


図 4. 遷音速域でのピッチングモーメント 図 5. ラダー操舵によるヨーイングモーメント

3-3-3. 低亜音速域および遷音速域でのエルロンおよびスポイラー性能

種々のマッハ数における外翼エルロン操舵及びスポイラー操舵によるローリングモーメント係数を図 6 に示す。全てのマッハ数でエルロン操舵によって十分なローリングモーメント増分が得られており、エルロン性能は良好であると判断できる。マッハ数が大きいほどローリングモーメント係数が小さくなる傾向が見られるが、オオワシの飛行経路においては飛行マッハ数が大きい

ほど飛行動圧が高くなるため、ロール制御力に問題は無い。

一方、スポイラーに関しては、エルロンと比較してモーメント増分が極端に小さいことがわかる。今後スポイラーの位置および面積を変えて、さらに詳細な評価・検証を行う必要がある。

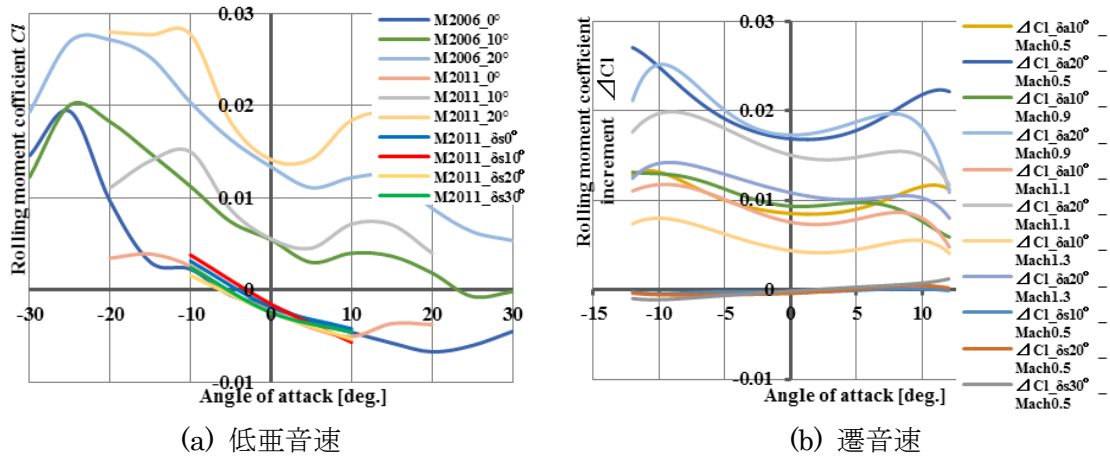


図6．外翼エルロンおよび翼面スポイラーによるローリングモーメント

3-3-4. 横制御発散

小型超音速飛行実験機オオワシのように大きな後退角および高翼形態を有する機体は上反角効果が大きく、離着陸時などの大迎角条件においてアドバースヨーの増加および方向安定の劣化と相俟って、エルロン操舵によるロール制御性が劣化し、更には逆転する Lateral Control Departure 現象が発生する可能性がある。その発生可能性を評価するために、以下の横制御発散係数(Lateral Control Departure Parameter : LCDP)が用いられる：

$$LCDP = C_{n\beta} - \frac{C_{n\delta_a} + kC_{n\delta_r}}{C_{l\delta_a} + kC_{l\delta_r}} C_{l\beta} \quad (1).$$

ここで、 $k = \delta_r / \delta_a$ であり、ラダーゲインと呼ばれる。LCDP が負となるときにエルロンの効きが逆転し、機体は操舵方向とは逆方向にロールする（ロール・リバーサル）。この現象は、ラダー操舵によるヨーイングモーメントによって緩和される。ラダー操舵を伴わない場合（ラダーゲインゼロ）の LCDP を特に区別して Aileron Alone Departure Parameter (AADP)と呼ぶ。LCDP と AADP の値を比較することによって、ロール制御に対するラダーの効果を評価できる。ラダーゲイン k を 1.0 としたときの LCD および AADP を図7に示す。M2006prototype 形状に比べて M2011 形状は AADP が正となる迎角範囲が狭いことがわかる。その迎角範囲は、ラダーを操舵無しの場合 $-10^\circ \sim 12^\circ$ であり、ラダー操舵有りの場合は $-10^\circ \sim 17^\circ$ へと拡大している。

3-3-5. 亜音速域での外翼フラップロン性能

M2011 形状について、亜音速域において外翼フラップロンをフラップとして操舵することによる揚力係数増分を図8に示す。離陸時の迎角を 10 度とし、全備質量 350, 400, 450kg, フラップ舵角 0 度, 30 度に対する離陸速度を推算すると表2の通りとなる。フラップ舵角 30 度の揚力増分によって離陸速度が 10 [m/sec]程度（14%程度）低減される。

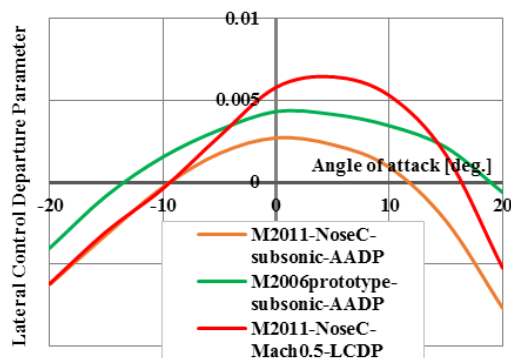


図 7. 亜音速域における LCDP

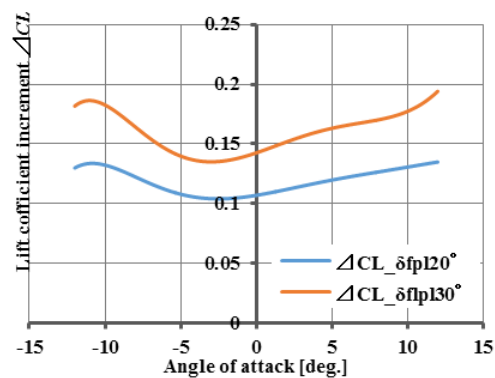


図 8. 外翼フラップによる揚力増分

表 2. 離陸速度の推算

Flap deflection [deg]	Take-off mass [kg]	Take-off airspeed [m/sec]	Lift coefficient	AOA [deg]
30	350	64.8	0.59	10
	400	69.2		
	450	73.4		
0	350	75.0	0.44	
	400	80.2		
	450	85.1		

4. まとめ

小型超音速飛行実験機の操舵空力特性の評価のために風洞試験を行ったところ、以下の結果を得た。

- 1) エレベータの効きは良好であり、重心位置が 25%MAC の場合、ピッチングトリムを取れる迎角範囲は低亜音速では $\pm 10^\circ$ ，M0.5 では $-15^\circ \sim 12^\circ$ ，M1.3 では $-10^\circ \sim 5^\circ$ である。
- 2) エルロンの効きは良好であるが、それに比較して内翼スポイラーの効果は非常に小さい。スポイラーの搭載位置や面積の改良が必要である。
- 3) ラダーの効きは良好であり、ロール・リバーサルをラダー操舵によって緩和できる。
- 4) 外翼フラップペロンをフラップとして操舵することにより、離陸速度を 10 [m/sec] (14%) 程度低減できる。

今後、引き続き、スポイラーの改良と空力特性評価を進めると共に、エレボンによるロール制御性能、内翼フラップによる離陸速度低減効果、等を調べる計画である。